

УДК 612.85.012.4

OECD 01.03.AA, 03.01.UM

Моделирование шума импульсных струй вихреразрешающими методами

Волков К.Н.¹, Емельянов В.Н.², Цветков А.И.³, Чернышов П.С.⁴¹д.ф.-м.н., в.н.с. кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника»²д.т.н., профессор кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника»³к.т.н., доцент кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника»⁴Магистрант кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника»^{1,2,3,4}БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, ул. 1-я Красноармейская, д. 1, г. Санкт-Петербург, РФ

Аннотация

Интерес к разработке моделей и методов, направленных на изучение механизмов генерации шума в струйных течениях, объясняется ужесточающимися требованиями по шуму, производимому различными промышленными устройствами, а также возможностями использования звука в технологических процессах. Рассматриваются средства вычислительного моделирования задач газовой динамики и аэроакустики, а также обсуждаются источники шума и механизмы генерации шума в сверхзвуковых струйных течениях.

Ключевые слова: шум, аэроакустика, импульсная струя, численное моделирование, метод крупных вихрей.

Modelling impulse flow noise using eddy-resolving methods

Volkov K.N.¹, Emelyanov V.N.², Tsvetkov A.I.³, Chernyshov P.S.⁴¹D.Sc. in Physics and Mathematics, Leading Researcher of the 'Plasma and gas dynamics and heating engineering' Department²D.Sc. in Engineering, Professor of the 'Plasma and gas dynamics and heating engineering' Department³Ph.D. in Engineering Science, Senior Lecturer of the 'Plasma and gas dynamics and heating engineering' Department⁴Master's student of the 'Plasma and gas dynamics and heating engineering' Department^{1,2,3,4}BSTU 'VOENMEH' named after D.F.Ustinov, 1 1st Krasnoarmeyskaya street, Saint-Petersburg, Russia

Abstract

Attention to the development of models and methods aimed at studying the mechanisms of noise generation in stream flows is explained by more stringent requirements for the noise produced by various industrial equipment, as well as the possibilities of using sound in technological processes. Computational modelling means for gas dynamics and aeroacoustics problems are considered and also the noise sources and noise generation mechanisms in supersonic stream flows are discussed.

Key words: noise, aeroacoustics, impulse flow, computational modelling, large eddy method.

Введение

Сверхзвуковые газовые струи находят широкое применение в промышленных установках и технологических процессах (двигатели, генераторы звуковых сигналов, термоакустическая обработка металлов, порошковая металлургия, сталелитейное производство). Использование дискретного или непрерывного геометрического, расходного или теплового воздействия на сверхзвуковую струю позволяет изменить

*E-mail: dsci@mail.ru (Волков К.Н.), ye5303@mail.ru (Емельянов В.Н.), acvetkov@yandex.ru (Цветков А.И.), pashachp8@gmail.com (Чернышов П.С.)

режим течения, волновую структуру струи, а также управлять распределениями газодинамических и акустических параметров струи. Сверхзвуковые струи используются в устройствах, построенных на явлении автоколебательного процесса, возникающего при взаимодействии газового потока с трубными полостями (газоструйные излучатели звука). Газоструйные генераторы пульсаций давления находят применение в метрологическом обеспечении систем измерения малых динамических давлений.

Задачи численного моделирования аэроакустики имеют большое практическое значение. Шум – хаотичный набор звуков разной частоты и амплитуды, являющийся для живого организма вредным общебиологическим фактором. Шум может возникать в турбулентном потоке в результате истечения из сопла, течения через различные вентиляторы, несущие винты и каналы, обтекания вокруг твердых поверхностей авиационной и наземной техники, также он может возникать в пограничном слое и вследствие процесса кавитации. Источниками шума, которые могут вредить здоровью человека, зачастую становятся энергетические установки и разрабатываемые новые образцы наземной и воздушной техники, что создает необходимость нахождения методов оценки аэроакустических параметров еще на стадии проектирования. Существенная помощь в решении данной проблемы видится в применении современных решений в области численного моделирования, некоторые из которых позволяют с достаточной точностью спрогнозировать необходимые акустические параметры.

Сверхзвуковая турбулентная струя является сложным источником акустического излучения. Общепринятым считаются три компонента шума: шум смешения, широкополосный ударно-волновой шум и дискретная составляющая ударного шума. В случае сверхзвуковых струй со скачками уплотнения важную роль играют механизмы излучения шума, связанные с взаимодействием скачков уплотнения и турбулентности в струе. В дополнение к широкополосному излучению звука, в струях со скачками уплотнения появляется тональный шум (screech). При натекании недорасширенной сверхзвуковой струи на цилиндрическую полость внутри полости наблюдается эффект резонансного излучения звука.

Проблема генерации звука турбулентными течениями является одной из важных проблем механики жидкости и газа и аэроакустики. С одной стороны, сложность решения задач аэроакустики связывается с принципиальной нестационарностью механизмов генерации звука, а с другой, с тем, что энергия акустических возмущений составляет порядка 0.01% кинетической энергии турбулентного потока, что усложняет идентификацию механизмов образования шума турбулентными течениями. Сложность расчета уровня шума, генерируемого турбулентными течениями, объясняется необходимостью разрешения широкого спектра турбулентных и акустических масштабов, а также сложностью связи между турбулентностью и производимым ею шумом в дальнем поле.

Результаты экспериментальных и численных исследований свободных сверхзвуковых струй, а также взаимодействия струй с преградами различной формы нашли отражение в большом числе публикаций [1–7]. При истечении из сопла и взаимодействии сверхзвуковой струи с резонирующей полостью возникает сложная система скачков уплотнения, и наблюдаются пространственные осцилляции давления, приводящие к возникновению обратной акустической связи. При малых скоростях истечения струи завихрения, возникающие в слое смешения, являются довольно слабыми, а ось струи остается прямолинейной. При некоторой пороговой скорости истечения струя теряет устойчивость, ее ось искривляется, а амплитуда колебаний увеличивается при удалении от среза сопла. Струя теряет устойчивость под влиянием случайных малых возмущений. Возмущения, возникающие в струе в окрестности

кромки сопла, переносятся вниз по потоку и усиливаются, образуя локализованные вихревые структуры. Вихри, взаимодействуя с кромками резонатора, генерируют звуковые возмущения, которые усиливаются резонатором и воздействуют на струю (обратная связь). Определение зон акустического излучения, поиск максимального уровня звукового давления на основной частоте первой моды, а также эмпирических соотношений по определению зон акустического излучения приводит к значительному увеличению объема экспериментальных и численных исследований.

Основными проблемами, решение которых требует дальнейших исследований, являются поиски путей интенсификации смешения при сверхзвуковых скоростях потока и уменьшение уровня шума, генерируемого высокоскоростным потоком. В данной работе проводится вычислительное моделирование газодинамических и акустических характеристик сверхзвуковых струй.

1. Структура сверхзвуковой струи

Свободная сверхзвуковая струя является источником звуковой энергии. Геометрическими параметрами струи выступают диаметр выходного сечения сопла d_a и угол полураствора сопла θ_a . Безразмерными режимными параметрами, определяющими течение в струе в рамках модели невязкого газа, являются: число Маха струи на срезе сопла M_a , отношение удельных теплоемкостей γ , отношение температур торможения газа струи и окружающего пространства T_{0i}/T_∞ и степень нерасчетности $n = p_a/p_\infty$. Для сверхзвуковой струи по степени нерасчетности различают три режима истечения: перерасширенный ($n < 1$), расчетный ($n = 1$), недорасширенный ($n > 1$). Течение в струе условно разбивается на три участка: начальный (газодинамический), переходный, основной. Неравномерность параметров по поперечному сечению струи делает нерасчетные ($n \neq 1$) сверхзвуковые струи на газодинамическом участке наиболее приемлемыми для реализации автоколебательных процессов в трубной полости. Следует отметить, что и в случае расчетной струи, истекающей из конического сопла, реализуются автоколебательные процессы в трубной полости.

Структура газодинамического участка слабонедорасширенной струи представлена на рис. 1. Сверхзвуковая недорасширенная струя идеального газа на начальном участке имеет бочкообразную форму с выпуклостью, обращенной в сторону окружающей среды. Основными элементами струи на этом участке являются: граница струи 1, центральный скачок уплотнения 2 (диск Маха), висячий скачок уплотнения 3, отраженный скачок уплотнения 4, контактная поверхность 5, выходящая из тройной конфигурации скачков уплотнения. На рисунке указаны также положение диска Маха в свободной сверхзвуковой струе l_c и размер первой бочки свободной сверхзвуковой струи l_w . Такая структура струи характерна для степени нерасчетности $n > 1$. При $n < 2$ на газодинамическом участке может существовать несколько бочек струи, висячие скачки при этом отражаются регулярным образом от оси струи (без образования диска Маха). Отражение от оси с образованием диска Маха называется нерегулярным отражением.

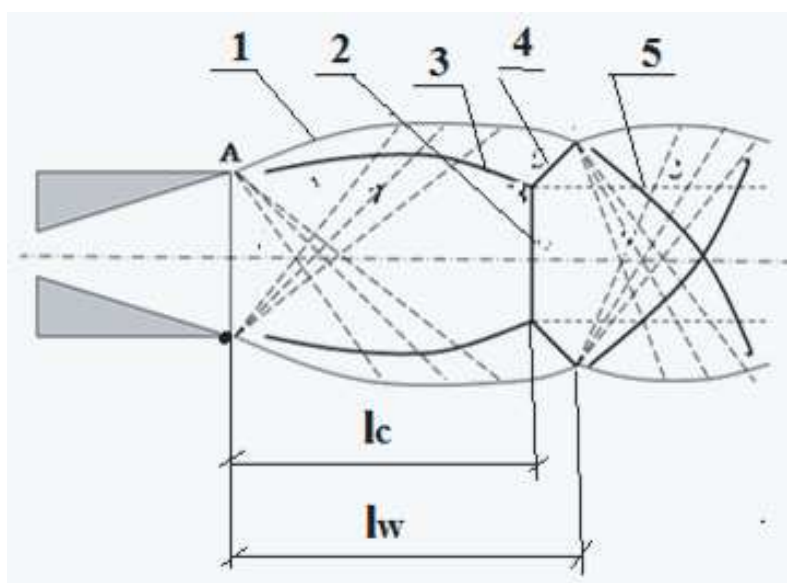


Рис. 1. Структура газодинамического участка недорасширенной струи

2. Источники шума сверхзвуковой струи

Особенности излучения шума сверхзвуковых струй заключаются во взаимодействии скачков уплотнения и турбулентности, в результате которого возникает шум в диапазоне относительно низких частот. Интенсивное дискретное излучение звука, возникающее при возбуждении механизма акустической обратной связи квазипериодической ударно-волновой структурой, составляет основную долю шума сверхзвуковой нерасчетной струи.

Шум смешения образуется в результате турбулентного перемешивания струи с внешней средой. Сдвиговые слои на начальном участке сверхзвуковой струи характеризуются большими поперечными градиентами скорости, что приводит к неустойчивости и росту амплитуд гармоник. Вниз по течению толщина сдвиговых слоев увеличивается, а градиент скорости уменьшается, что ведет к затуханию волны. Возрастающая, а затем убывающая амплитуда приводит к широкополосному спектру волновых чисел. В коротковолновом диапазоне этого спектра возможны гармоники со сверхзвуковой фазовой скоростью относительно окружающей среды, которые и являются источником звука. Обычно этот шум разделяется на две компоненты: акустическое излучение от мелкомасштабной турбулентности и акустическое излучение от крупномасштабных турбулентных структур [8]. Крупномасштабные вихревые структуры являются доминирующими источниками, в то время как мелкомасштабные структуры вызывают фоновый шум. Турбулентный шум является низкочастотным и доминирует в диапазоне чисел Струхаля $0.1 < Sh < 0.25$.

Один из основных источников шума в сверхзвуковых струях вызван взаимодействием скачков уплотнения и турбулентности. Широкополосный ударно-волновой шум вызывается взаимодействием распространяющихся вниз по течению турбулентных вихревых структур и квазипериодической (бочкообразной) структуры ударных волн в струе. Описание этого источника шума и соотношения для интенсивности акустического излучения приводятся в работе [9]. Максимум интенсивности широкополосного ударно-волнового шума распространяется в направлении вверх по потоку, а для больших степеней нерасчетности характерна всесторонняя направленность. Интенсивность широкополосного ударно-волнового шума не зависит от температуры [10].

Другая особенность излучения струй со скачками уплотнения заключается в наличии в спектре шума тональной компоненты (screech, «скрежет»). Доминирующий пик в спектре превосходит шум турбулентного смешения и широкополосный ударно-волновой шум, причиной чего является обратная акустическая связь. На возникновение дискретной составляющей оказывают влияние внешний поток, температура струи, наличия конденсированной фазы в струе и другие факторы [11]. Возмущения, которые появляются вследствие развития гидродинамической неустойчивости Кельвина–Гельмгольца на границе струи у выходного сечения, сворачиваются в вихри и распространяются по потоку с конвективной скоростью v_c . Эти вихри, дойдя до скачка уплотнения в конце первой бочки, имеющей длину L_s , генерируют акустическую волну, которая распространяется к выходному сечению сопла и усиливает начальные возмущения на границе струи. Излучение дискретного тона зависит от длины бочки L_s , скорости звука в окружающем пространстве c_0 и конвективной скорости крупной когерентной структуры v_c . Дискретный тон не испытывает доплеровского смещения (частота не зависит от угла наблюдения).

3. Численное моделирование

Методы расчета шума делятся на две группы: прямые методы и интегральные методы. Прямые методы предполагают совместный расчет генерации звука турбулентными структурами и распространения звуковых волн за пределы турбулентной области вплоть до положения наблюдателя в рамках уравнений газовой динамики. В рамках прямого моделирования приходится использовать протяженные расчетные области и подробные сетки, необходимые для разрешения акустических волн вплоть до положения наблюдателя. Интегральные методы основаны на раздельном расчете генерации шума и его распространения. На первом этапе решаются уравнения газовой динамики, а информация о нестационарных характеристиках потока сохраняется на контрольных поверхностях. На втором этапе информация, сохраненная на контрольных поверхностях, используется для расчета распространения звука до положения наблюдателя с помощью интегральных формул. Интегральные методы позволяют рассчитать акустические характеристики на больших расстояниях от источника шума. Наиболее известными интегральными методами являются метод Кирхгоффа и метод Фокса Вильямса–Хоукинга (Ffowcs Williams–Hawkings, FW–H). Основное отличие формулы FW–H от формулы Кирхгоффа заключается в том, что в формуле FW–H учитываются нелинейные слагаемые, что позволяет располагать поверхность интегрирования в областях более высоких уровней шума, где нарушается приближение линейной акустики.

В методах, основанных на акустической аналогии Лайтхилла, используется преобразование уравнений Навье–Стокса к форме неоднородного волнового уравнения. Для получения волнового уравнения, описывающего звуковое поле, вводится контрольная поверхность, охватывающая в каждый момент времени все твердые тела в расчетной области. Решение уравнения FW–H проводится в физическом пространстве. В процессе проведения газодинамического расчета на контрольной поверхности записывается информация о нестационарных газодинамических параметрах потока. Выходными данными являются зависимости акустического давления в заданных точках от времени. Как правило, представляют интерес спектральные характеристики шума. Для определения уровней звукового давления в выбранных точках наблюдения к полученным звуковым сигналам применяется преобразование Фурье по времени и получаются частотные спектры сигналов – зависимости амплитуды от частоты.

Численная реализация метода FW–H состоит в вычислении интегралов при помощи квадратурных формул, интерполяции параметров потока и других функций, входящих в подынтегральные выражения, в точку запаздывания акустического сигнала

и вычислении источниковых членов как функции времени. Основу вычислительного алгоритма составляют схемы повышенной точности с определением переменных в узлах неструктурированных сеток с произвольной топологией ячеек, что позволяет моделировать обтекание геометрически сложных объектов [12]. Для пространственной дискретизации используется конечно-объемная схема повышенного порядка точности. Для интегрирования по времени применяются различные явные и неявные схемы, в том числе метод Рунге–Кутты пятого порядка и неявная схема второго порядка на основе линеаризации по Ньютону.

3.1 Моделирование турбулентности

В инженерной практике, зачастую, используются различные акустические модели, позволяющие заметно снизить необходимые для получения результата вычислительные мощности, однако такой подход далеко не всегда может похвастаться высокой точностью, особенно когда необходимо учитывать вклад в акустику различных физических эффектов, таких как отражение от твердых поверхностей, дифракция, резонанс, рассеяние волн и других. На сегодняшний день наивысшая точность акустических параметров численной модели реализуется при использовании прямого расчета акустики, т.е. разрешения масштабов акустических колебаний на всей расчетной области, и метода акустических аналогий, т.е. расчета масштабов акустических колебаний в ближнем поле, с последующим расчетом параметров в дальнем при помощи акустических аналогий.

При этом в процессе моделирования далеко не последнюю роль играет выбор метода моделирования самой турбулентности, среди которых, обычно, выделяют метод прямого численного моделирования (DNS), полуэмпирический метод моделирования, основанный на осредненных уравнениях Навье–Стокса (RANS) и метод крупных вихрей (LES).

Метод прямого численного моделирования предполагает решение трехмерных нестационарных неосредненных уравнений Навье–Стокса на всех масштабах турбулентности, вплоть до колмогоровского, что, несомненно, обеспечивает наибольшую точность вычислений, однако не позволяет применять данный метод моделирования для решения широкого круга задач, вследствие чересчур больших необходимых вычислительных мощностей.

Метод RANS сегодня наиболее распространен при решении инженерных задач, во многом за счет его малых требований к вычислительным ресурсам, однако он имеет целый ряд существенных недостатков. Современные полуэмпирические модели турбулентности плохо учитывают эффекты трехмерности течения, высокой температуры, сжимаемости, дают менее точные и ограниченные расчетные результаты, чем остальные методы численного моделирования, не являются универсальными для потоков любого вида, в этом методе вводится гипотеза о существовании изотропной турбулентности в каждой точке течения, благодаря чему в данном подходе моделируется весь спектр турбулентных пульсаций, за счет чего не выявляется вихревая структура течения, которая зачастую оказывается крайне важна с практической точки зрения.

В основе метода крупных вихрей лежат два предположения. Одно предположение состоит в возможности разделения поля течения на движение крупных и мелких вихрей. Второе предположение заключается в статистической независимости крупных и мелких вихрей. Метод крупных вихрей осуществляется решением полных уравнений Навье–Стокса с исключением мелкомасштабной турбулентности путем операции фильтрации, то есть в отличие от DNS в методе LES уравнения Навье–Стокса рассчитываются только для крупных вихрей, которые несут в себе максимальные рейнольдсовы напряжения и находятся под прямым воздействием граничных условий.

Отфильтрованные мелкие вихри, будучи изотропными и имеющими универсальные характеристики, затем моделируются с использованием специальных подсеточных моделей. Благодаря такому подходу, который изложен выше, метод LES гораздо менее требователен к мощностям вычислительных ресурсов, нежели метод DNS, однако позволяет получить гораздо более точные и богатые результаты (помимо характеристик среднего течения и распределения рейнольдсовых напряжений можно получить спектральные характеристики, двухточечные моменты, временные и пространственные масштабы турбулентности), чем метод RANS, при этом выявляя вихревую структуру течения, что, несомненно, способствует получению качественной численной модели, необходимой для выявления акустических колебаний.

3.2 Постановка задачи

Для реализации метода крупных вихрей с последующим извлечением акустики была выбрана задача истечения импульсной струи из устройства газо-импульсной очистки.

Данное устройство используется для очищения конвективных поверхностей теплообменных аппаратов от зольных отложений и отложений технологического уноса, что является первоочередной задачей в современной промышленности, потому что в настоящее время во всем мире наблюдается тенденция использования низкосортных многозольных топлив. Сущность работы данного устройства состоит в выхлопе продуктов сгорания в зону поверхностей теплообменных аппаратов через сопло в результате сгорания газо-воздушной смеси в специальной импульсной камере, где происходит организация и ускорение процесса взрывного горения газо-воздушной смеси. Решающим фактором в механизме удаления отложений являются волны сжатия, образующиеся при возгорании горючей смеси и выходящие из сопла перед фронтом пламени.

Для получения реальной картины течения был проведен анализ результатов эксперимента на воздушном стенде, где процессы выхода ударной волны и формирования струйного потока были представлены по картине формирования течения за срезом сопла в условиях его запуска в нестационарном режиме при разрыве диафрагмы, установленной в предсопловом объеме. Разрыв диафрагмы происходит при непрерывном повышении давления в предсопловом объеме до достижения 1.2 МПа.

В результате эксперимента получены теневые фотографии, где показана картина течения из сопла в некоторые моменты времени. По представленным фотографиям можно наблюдать распространение пусковой ударной волны от среза сопла. Между волной торможения и пусковой ударной волной видна контактная поверхность, разделяющая истекающий из сопла газ от газа окружающего пространства, сжатого пусковой ударной волной. Начало формирования струи сопровождается образованием у кромки сопла вихревого кольца. Параметры истекающего из сопла потока в зоне разрежения между соплом и волной торможения согласуются с параметрами течения за боковой частью пусковой ударной волны с помощью тангенциальных разрывов и висячих скачков, которые замыкаются на волну торможения. С удалением волны торможения от сопла через некоторое время формируется волновая структура струи, характерная для первой "бочки" сверхзвуковой струи с диском Маха и позднее – с точкой регулярного отражения висячих скачков. Полученные в результате эксперимента картины течения необходимы для оценки соответствия результата численного моделирования и реального истечения. При создании численной модели была построена расчетная область, состоящая из предсоплового пространства, пространства сопла с геометрическим числом Маха 1.5, что соответствует геометрическому числу Маха реального сопла, использовавшегося в эксперименте, и пространства выходной области. Граничные условия,

использовавшиеся при расчете, релевантны проведенному эксперименту: в начальный момент времени в предсопловом пространстве создан нормальный газодинамический разрыв, где с одной стороны расположен газ с давлением 1.2 МПа, что позволяет сымитировать процесс запуска пусковой ударной волны с момента разрыва непроницаемой диафрагмы.

3.3 Свободная сверхзвуковая струя

Рассмотрим затопленную сверхзвуковую струю холодного воздуха, истекающую из осесимметричного конического сопла в затопленное пространство. Для формирования сверхзвуковой струи используется осесимметричное коническое сопло с диаметром среза сопла 76.2 мм. Задача решается в осесимметричной постановке, используя координаты (x, r) , где x – осевая координата, r – радиальная координата. Линия $r = 0$ соответствует оси симметрии струи в начальный момент времени. Протяженность расчетной области составляет $70d_a$ вниз по потоку, $10d_a$ вверх по потоку, $35d_a$ в радиальном направлении, где d_a – диаметр сопла на срезе.

В расчетах используется гибридная вычислительная сетка, состоящая из треугольных и четырехугольных элементов. Четырехугольные элементы используются внутри сопла и в области истечения струи на расстоянии 20 калибров от среза сопла. Треугольные элементы используются в области дальнего поля. Измельчение сетки вблизи области струйного течения обеспечивает адекватное разрешение волн неустойчивости сдвигового слоя, ударно-волновой структуры, распространение акустических волн в ближнем поле. По направлению к выходным границам проводится огрубление вычислительной сетки (размер крупных ячеек примерно в 25 раз превосходит длину волны).

На первом этапе решения задачи проводится стационарный расчет параметров течения струи. В расчетах используется неявная разностная схема второго порядка для дискретизации по времени и схема MUSCL третьего порядка точности для дискретизации по пространству. Расчет потоков производится на основе схемы Roe. Число Куранта принимается равным 10. Для сходимости стационарной задачи требуется примерно 2000 итераций. На втором этапе нестационарные расчеты проводятся при использовании схемы второго порядка точности по времени. Шаг по времени составляет $5 \cdot 10^{-6}$ с. Значение шага по времени вычисляется на основе данных эксперимента по частотным характеристикам. Для получения осредненных параметров потока и турбулентности, а также для расчета шума набирается статистика, временная протяженность которой составляет $300 - 1000 D_a/U_a$, что соответствует $(3 - 5) \cdot 10^4$ слоев по времени. В задаче рассчитывается 2000 шагов по времени (рассматривается интервал времени от 0 до 0.01 с). Уровни звукового давления вычисляются по нестационарным газодинамическим полям, записанным на конических поверхностях Кирхгоффа, охватывающих струю.

Линии уровня числа Маха приводятся на рис. 2 для различных перепадов давления.

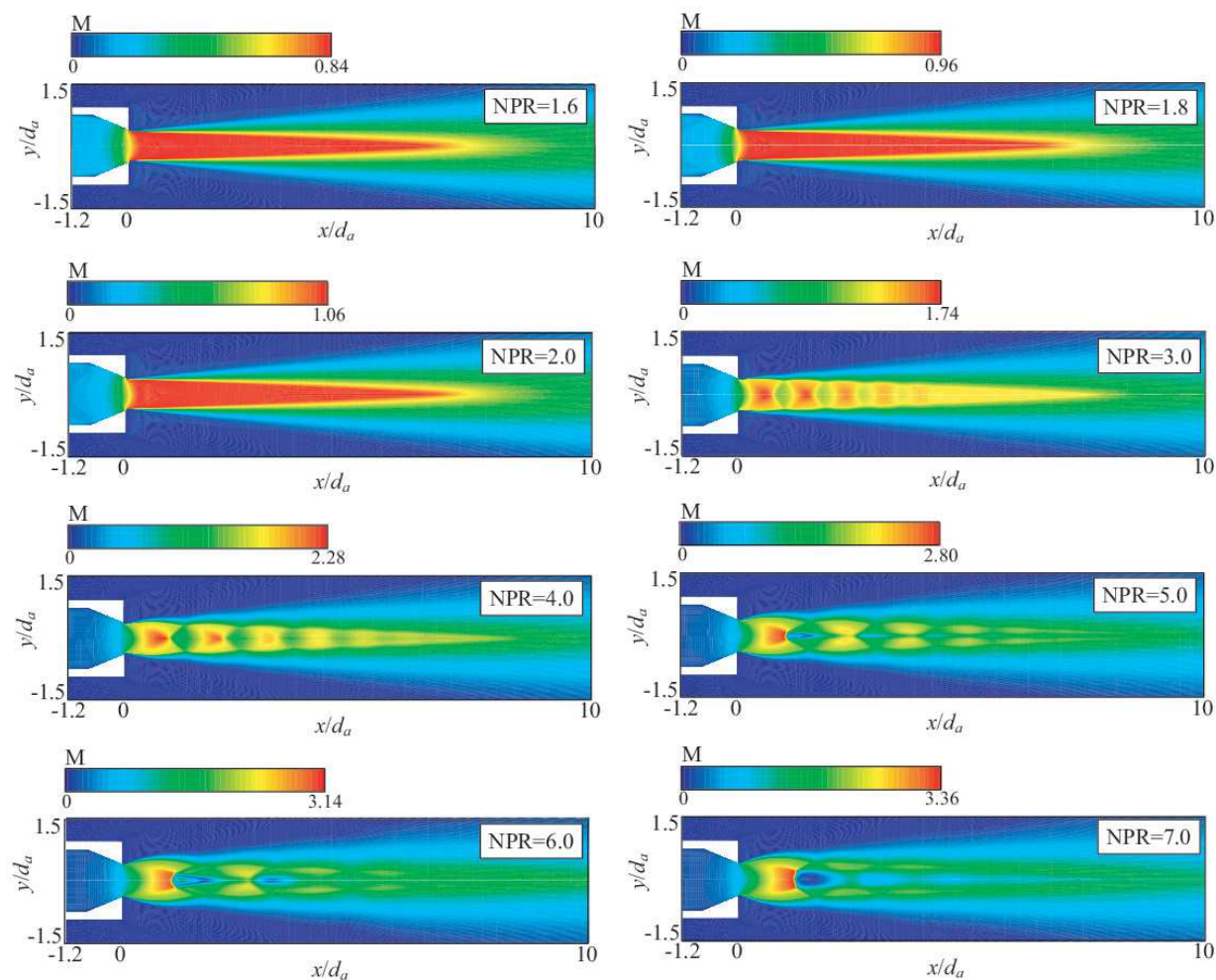


Рис. 2. Линии уровня числа Маха

Газодинамическая структура начального участка струи характеризуется наличием скачков уплотнения, волн разрежения и слоя смешения. Для свободной сверхзвуковой недорасширенной струи реализуется характерная ударно-волновая структура течения, включающая в себя висячий скачок уплотнения, отраженный скачок, диск Маха, границу струи, сдвиговый слой, формирующийся за тройной точкой пересечения скачков. Данные расчетов достаточно хорошо описывают основные особенности стационарной структуры сверхзвуковой неизобарической струи.

Структура струи определяется тем, что в неизобарических струях из-за нерасчетности истечения газ имеет большую скорость в радиальном направлении, что приводит к сложному течению с областями расширения и сжатия, а также с ударными волнами сложной конфигурации. При этом радиальная компонента скорости газа вблизи границы струи оказывается переменной по длине струи и может несколько раз менять свое направление, пока под воздействием эффектов диссипации не станет пренебрежимо малой. Это приводит к тому, что на некотором расстоянии от среза сопла струи образовывается последовательность характерных бочкообразных и приближенно подобных структур, очертания которых, постепенно размываются под воздействием эффектов вязкости в нарастающем вдоль границы струи слое смешения, а также под воздействием волновых потерь.

3.4 Результаты расчетов импульсных струй

В результате численного нестационарного расчета были получены картины течения, по которым хорошо видно развитие импульсной струи (рис.3).

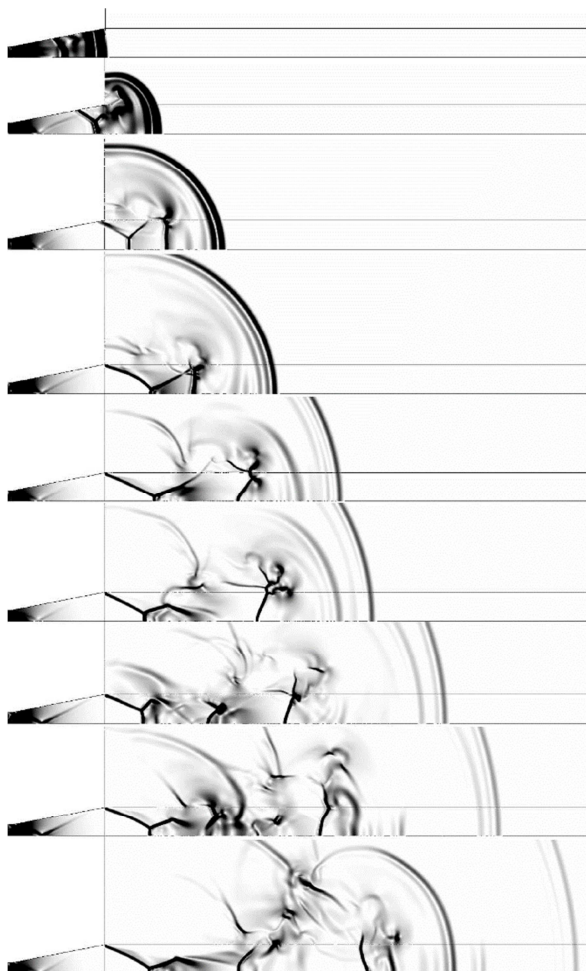


Рис. 3. Развитие импульсной струи во времени

Для наглядного сопоставления полученных результатов, численная модель была визуализирована через градиенты давления, такой выбор обоснован тем, что при создании теневой картины в реальности осуществляется похожий механизм – механизм изменения оптических свойств течения в локальных областях, вследствие изменения его плотности и давления.

Сравнение импульсных струй в некоторый момент времени показало хорошее согласование картин течения модели и натурального образца (рис.4).

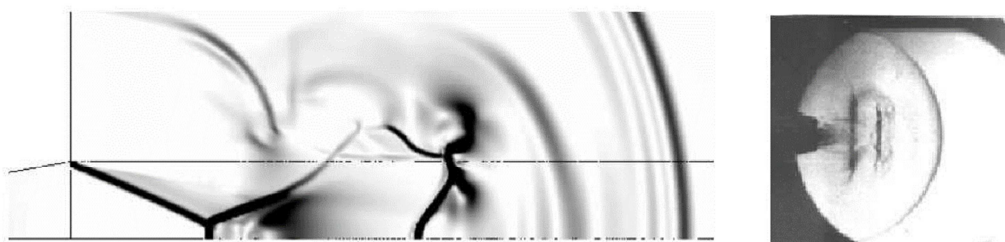


Рис. 4. Сравнение результатов расчета и эксперимента на воздушном стенде

Определение акустических параметров в ближнем поле было решено проводить прямым способом – прямым из результатов расчета. Использование метода крупных вихрей предполагает использование достаточно подробной пространственно-сеточной структуры, что позволяет уловить акустические колебания без применения дополнительных акустических моделей и эмпирических зависимостей. Для этого было применено быстрое преобразование Фурье, которое позволило получить распределение акустической мощности, уровня звукового давления и других акустических параметров по частотному спектру (рис.5).

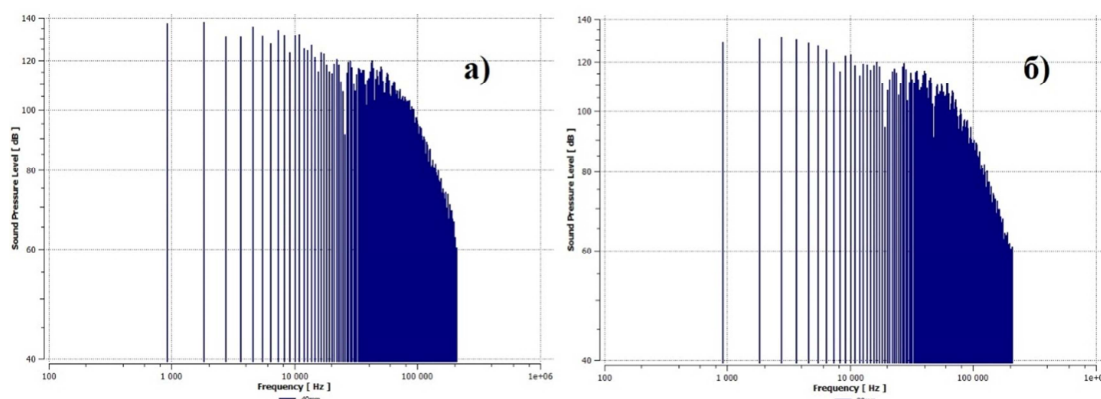


Рис. 5. Распределение уровня звукового давления по частотам (а – 40 мм от оси симметрии, б – 80 мм от оси симметрии)

На рис.5 проиллюстрирован результат, получаемый с использованием метода крупных вихрей – крупномасштабная турбулентность, разрешаемая данным методом, имеет некоторое распределение параметров по частоте, когда как мелкомасштабная турбулентность, исключаемая из решения уравнений Навье-Стокса и моделируемая на подсеточных моделях, «обрезается».

Заключение

Показано влияние нерасчетности на ударно-волновую структуру сверхзвукового участка свободной струи, истекающей из конического сопла, а также распределение параметров вдоль оси струи. Представлены основные параметры струи в широком диапазоне степеней нерасчетности.

Представлены средства вычислительного моделирования задач газовой динамики и аэроакустики, которые представляют собой инструменты решения исследовательских и инженерных задач, а также служат основой разработки новых методов и вычислительных алгоритмов.

Список литературы

1. Дулов В.Г., Лукьянов Г.А. Газодинамика процессов истечения. Новосибирск: Наука, 1984. 236 с.
2. Chin C., Li M., Harkin C., Rochwerger T., Chan L., Ooi A. Investigation of the flow structures in supersonic free and impinging jet flows // Journal of Fluids Engineering. 2013. Vol. 135. No. 3. 031202 (12 pages).
3. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Зазимко В.А. Турбулентные струи: статические модели и моделирование крупных вихрей. М.: Физматлит, 2014. 360 с.
4. Zapryagaev V., Kiselev N., Gubanov D. Shock-wave structure of supersonic jet flows // Aerospace. 2018. Vol. 5. Paper No. 60 (18 pages).

5. Davis T.B., Kumar R. Shear layer characteristics of supersonic free and impinging jets // *Shock Waves*. 2015. Vol. 25. No. 5. P. 507–520.
6. Mason-Smith N., Edgington-Mitchell D., Buchmann N.A., Honnery D.R., Soria J. Shock structures and instabilities formed in an underexpanded jet impinging on to cylindrical sections // *Shock Waves*. 2015. Vol. 25. No. 6. P. 611–622.
7. Hildebrand N., Nichols J.W. Simulation and stability analysis of a supersonic impinging jet at varying nozzle-to-wall distances // *AIAA Paper*. 2015. No. 2015-2212.
8. Tam C.K.W., Auriault L. Jet mixing noise from fine-scale turbulence // *AIAA Journal*. 1999. Vol. 37. No. 2. P. 145–153.
9. Harper-Bourne M., Fisher M. The noise from shock waves in supersonic jets // *AGARD CP*. 1973. Vol. 2. No. 131. P. 1–13.
10. Norum T.D., Seiner J.M. Broadband shock noise from supersonic jets // *AIAA Journal*. 1982. Vol. 20. No. 1. P. 68–73.
11. Alkisar M.B., Krothapalli A.M., Lourenco L. Structure of a screeching rectangular jet: a stereoscopic particle image velocimetry study // *Journal of Fluid Mechanics*. 2003. Vol. 489. P. 121–154.
12. Volkov K. Multigrid and preconditioning techniques in CFD applications / *CFD Techniques and Thermo-Mechanics Applications*. Springer International Publishing, 2018. P. 83–149.